

IN THE UNITED STATES PATENT AND TRADEMARK OFFICE

In re Patent Application of) Attorney Docket No.: ASAIN0132
Shigemichi YAMAWAKI) Confirmation No.: Not Yet Assigned
Serial No.: Not Yet Assigned) Group Art Unit: Not Yet Assigned
Filed: October 30, 2003) Examiner: Unknown
For: THIN-WALLED, LIGHTWEIGHT COOLED TURBINE BLADE) Date: October 30, 2003

SUBMISSION OF CLAIM FOR PRIORITY AND PRIORITY DOCUMENT

Commissioner for Patents
P.O. Box 1450
Alexandria, VA 22313-1450

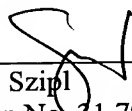
Sir:

It is respectfully requested that this application be given the benefit of the foreign filing date under the provisions of 35 U.S.C. §119 of the following, a certified copy of which is submitted herewith:

<u>Application No.</u>	<u>Country of Origin</u>	<u>Filing Date</u>
329258/2002	JAPAN	November 13, 2002

Respectfully submitted,

GRIFFIN & SZIPL, P.C.



Joerg-Uwe Szimpl
Registration No. 31,799

GRIFFIN & SZIPL, P.C.
Suite PH-1
2300 Ninth Street, South
Arlington, VA 22204

Telephone: (703) 979-5700
Facsimile: (703) 979-7429
Email: g&s@szipl.com
Customer No.: 24203

日本国特許庁
JAPAN PATENT OFFICE

別紙添付の書類に記載されている事項は下記の出願書類に記載されている事項と同一であることを証明する。

This is to certify that the annexed is a true copy of the following application as filed with this Office.

出願年月日 2002年11月13日
Date of Application:

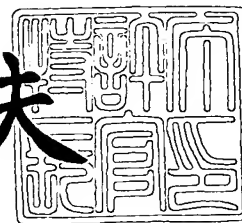
出願番号 特願2002-329258
Application Number:
[ST. 10/C]: [JP 2002-329258]

出願人 石川島播磨重工業株式会社
Applicant(s):

2003年 9月17日

特許庁長官
Commissioner,
Japan Patent Office

今井康夫



出証番号 出証特2003-3076537



【書類名】 特許願

【整理番号】 P6731

【提出日】 平成14年11月13日

【あて先】 特許庁長官殿

【国際特許分類】 F01D 05/18

【発明者】

【住所又は居所】 東京都西多摩郡瑞穂町殿ヶ谷 2 2 9 石川島播磨重工業
株式会社 瑞穂工場内

【氏名】 山脇 栄道

【特許出願人】

【識別番号】 000000099

【氏名又は名称】 石川島播磨重工業株式会社

【代理人】

【識別番号】 100097515

【住所又は居所】 東京都港区四丁目 1 5 番 6 号 ハラビル 2 アサ国際特
許事務所

【弁理士】

【氏名又は名称】 堀田 実

【手数料の表示】

【予納台帳番号】 027018

【納付金額】 21,000円

【提出物件の目録】

【物件名】 明細書 1

【物件名】 図面 1

【物件名】 要約書 1

【包括委任状番号】 0113415

【プルーフの要否】 要

【書類名】 明細書

【発明の名称】 薄肉軽量冷却タービン翼

【特許請求の範囲】

【請求項 1】 翼（10）の前方を構成し、その内部に冷却空気を通す前翼部冷却空気流路（12a）と該前翼部冷却空気流路（12a）に導入された冷却空気を前記翼（10）の背側と腹側に噴き出すための前側フィルム冷却孔（7a）とを有する前翼部（10a）と、前記翼（10）の後方を構成する後翼部（10b）と、前記前翼部と後翼部との間に位置し前記翼（10）の中間部を構成する中実構造の中翼部（10c）とから構成され、
該中翼部（10c）の腹側は背側に向かって凹部を形成し、
前記翼（10）の腹側を流れる高温ガスが、前縁部で一旦後縁部方向と腹側に沿う方向とに分岐して剥離し、後縁部でこの剥離した高温ガスが再付着することにより、剥離領域（S）を形成するようにした、
ことを特徴とする薄肉軽量冷却タービン翼

【請求項 2】 前記後翼部（10b）は、その内部に冷却空気を通す後翼部冷却空気流路（12b）と該後翼部冷却空気流路（12b）に導入された冷却空気を前記翼（10）の背側と腹側に噴き出すための後側フィルム冷却孔（7b）とを有する、ことを特徴とする請求項 1 に記載の薄肉軽量冷却タービン翼。

【請求項 3】 前記中翼部（10c）と前記後翼部（10b）は、前記前側フィルム冷却孔（7a）から噴き出された冷却空気の一部を前記翼（10）の腹側から背側に供給するための連通孔（8）を有している、ことを特徴とする請求項 1 に記載の薄肉軽量冷却タービン翼。

【請求項 4】 前記中翼部は、前記前側フィルム冷却孔（7a）から噴き出された冷却空気の一部を前記翼（10）の腹側から背側に供給するための連通孔（8）を有している、ことを特徴とする請求項 2 に記載の薄肉軽量冷却タービン翼。

【発明の詳細な説明】

【0001】

【発明の属する技術分野】

本発明は、タービン部材の表面に冷却空気の薄いフィルムを形成するためのフ

イルム冷却孔を備えた冷却タービン翼に関する。

【0 0 0 2】

【従来の技術】

図 3 はターボジェットエンジンの模式的構成図であり、空気取入口 1、圧縮機 2、燃焼器 3、ガスタービン 4、アフターバーナ 5、ジェットノズル 6、を備えている。かかるターボジェットエンジンでは、空気を空気取入口から 1 から導入し、圧縮機 2 でこの空気を圧縮し、燃焼器 3 内で燃料を燃焼させて高温の燃焼ガスを発生させ、発生した燃焼ガスでガスタービン 4 を駆動し、このガスタービン 4 で圧縮機 2 を駆動し、アフターバーナ 5 でタービンを出た排ガスにより燃料を再度燃焼させ、高温の燃焼排ガスをジェットノズル 6 で膨張させて後方に噴出し、推力を発生するようになっている。この構成は、ターボジェットエンジン以外のジェットエンジンでも同様である。

【0 0 0 3】

上述したジェットエンジンやその他のガスタービンにおいて、ガスタービンのタービン翼を冷却することによって、より高いタービン入口温度を採用することができ、これにより、ガスタービンの性能が向上することが、従来から知られている。また、このため、通常対流冷却以外にインピンジ冷却、フィルム冷却、トランスピレーション冷却、等の冷却手段がタービン翼を冷却するために設けられていた。

【0 0 0 4】

図 4 は、従来の冷却タービン翼の一例を示す断面図である。この例では、タービン翼 4 a の内部に冷却空気流路を設け、この冷却空気流路を通りタービン翼 4 a の内面をインピンジ冷却した冷却空気が、タービン翼 4 a の背側、腹側に設けられた空気冷却孔 7（フィルム冷却孔）から吹き出してタービン翼 4 a の表面に冷却空気の薄い膜（フィルム）を形成し、フィルム冷却するようになっている（例えば、特許文献 1 参照）。

【0 0 0 5】

【特許文献 1】

特開平 8 - 2 8 2 0 3 号公報

【 0 0 0 6 】**【発明が解決しようとする課題】**

タービン翼は高速で回転しており、その回転速度を上げるほど効率よく動力を取り出すことができるが、タービン翼を支えるタービンディスクの強度で回転速度の限度が定まっていた。すなわち、ディスクに加わる力の大部分は、回転するタービン翼に作用する遠心力によるもので、タービン翼の総重量が結果的に回転速度の限界を決めている。したがってタービン翼はその重量が軽量であるほど有利であるが、前述のようにタービン翼の冷却手段を設ける必要性から、タービン翼の内部に冷却空気を流通させる通路を確保するため一定の厚みが必要であり、このためタービン翼の重量を増大させる要因となっていた。また、空気力学的に良好な性能を発揮するためにはタービン翼の背側と腹側との流速の差を大きくとる必要があり、一定の厚みを確保しなければならず、タービン翼の軽量化、薄肉化を実現することが困難であった。

【 0 0 0 7 】

本発明は、かかる事情に鑑みて創案されたものである。すなわち、本発明の目的は、タービン翼を軽量化し、タービンの回転速度を向上させることによりガスタービンの性能向上を図ることができる薄肉軽量冷却タービン翼を提供することにある。

【 0 0 0 8 】**【課題を解決するための手段】**

本発明によれば、翼（10）の前方を構成し、その内部に冷却空気を通す前翼部冷却空気流路（12a）と該前翼部冷却空気流路（12a）に導入された冷却空気を前記翼（10）の背側と腹側に噴き出すための前側フィルム冷却孔（7a）とを有する前翼部（10a）と、前記翼（10）の後方を構成する後翼部（10b）と、前記前翼部と後翼部との間に位置し前記翼（10）の中間部を構成する中実構造の中翼部（10c）とから構成され、該中翼部（10c）の腹側は背側に向かって凹部を形成し、前記翼（10）の腹側を流れる高温ガスが、前縁部で一旦後縁部方向と腹側に沿う方向とに分岐して剥離し、後縁部でこの剥離した高温ガスが再付着することにより、剥離領域（S）を形成するようにした、

ことを特徴とする薄肉軽量冷却タービン翼が提供される。

【0 0 0 9】

本発明の薄肉軽量冷却タービン翼によれば、中翼部（1 0 c）と後翼部（1 0 b）を薄肉中軸構造とすることができるので、これによりタービン翼を軽量化し、タービンの回転速度を向上させることによりガスタービンの性能向上を図ることができる。

【0 0 1 0】

本発明の好ましい実施の形態によれば、前記後翼部（1 0 b）は、その内部に冷却空気を通す後翼部冷却空気流路（1 2 b）と該後翼部冷却空気流路（1 2 b）に導入された冷却空気を前記翼（1 0）の背側と腹側に噴き出すための後側フィルム冷却孔（7 b）とを有している。

【0 0 1 1】

これにより、後側フィルム冷却孔（7 b）から噴き出される冷却空気により後縁部をフィルム冷却するので、後縁部の冷却性能を向上させることができる。

【0 0 1 2】

また、前記中翼部（1 0 c）と前記後翼部（1 0 b）のうちいずれか一方又は両方は、前記前側フィルム冷却孔（7 a）から噴き出された冷却空気の一部を前記翼（1 0）の腹側から背側に供給するための連通孔（8）を有している。

【0 0 1 3】

これにより、連通孔（8）から噴き出される冷却空気により翼（1 0）の背側をフィルム冷却することができるので、翼（1 0）の背側の冷却性能を向上させることができる。

【0 0 1 4】

タービン翼の冷却手段としては、上述したように翼内部に冷却空気を流す他に、翼表面に冷却空気を噴き出してフィルム冷却する手段があり、翼厚を十分に確保できない翼の後縁部では、スロット状の冷却孔から空気を噴き出す形態が主流であることから、翼を中空構造とせず薄肉の中実構造としてもフィルム冷却で冷却することが可能と考えられる。

【0 0 1 5】

また、空気力学的観点から一定の翼厚を確保することが必要であることは上述した通りであるが、本発明者は、かかる点を解決するため、翼の前縁部腹側において高温ガスの流れを一旦剥離させ、後縁部で再付着させることにより、流れが剥離している区間は、あたかも肉厚の翼形状があるかのような流れ場を実現できることが近年の研究により明らかとなっていることにヒントを得て、流れが剥離している区間を従来より非常に薄い翼厚にすることにより軽量化を実現する薄肉軽量冷却タービン翼を創案した。

【0 0 1 6】

従って、上記本発明によれば、タービン翼の一部分ないし大部分を薄肉中軸構造とすることができ、これによりタービン翼を軽量化し、タービンの回転速度を向上させることによりガスタービンの性能向上を図ることができる。

【0 0 1 7】

【発明の実施の形態】

以下、本発明の実施の形態を図面を参照して説明する。なお、各図において、共通する部分には同一の符号を付して使用する。

【0 0 1 8】

図 1 は、本発明の第 1 の実施形態における薄肉軽量冷却タービン翼の模式的断面図であり、翼 1 0 の前方を構成し、その内部に冷却空気を通す前翼部冷却空気流路 1 2 a とこの前翼部冷却空気流路 1 2 a に導入された冷却空気を翼 1 0 の背側と腹側に噴き出すための前側フィルム冷却孔 7 a とを有する前翼部 1 0 a と、翼 1 0 の後方を構成する後翼部 1 0 b と、前翼部と後翼部との間に位置し翼 1 0 の中間部を構成する中実構造の中翼部 1 0 c とから構成されている。

【0 0 1 9】

この薄肉中実構造の翼部には前側フィルム冷却孔 7 a から吹き出された冷却空気の一部を翼 1 0 の腹側から背側に供給するための連通孔 8 が複数設けられている。

【0 0 2 0】

また、本実施形態において前翼部冷却空気流路 1 2 a は 3 つの空気流路からなっているが、その数は適宜変更することが可能である。前側フィルム冷却孔 7 a

は、前縁部、背側及び腹側に複数設けられている。

【0 0 2 1】

翼 1 0 の腹側は、図 4 に示すような従来のタービン翼 4 a の腹側を削り取ったような形状をしている。すなわち、中翼部の腹側は背側に向かって凹部を形成し、薄肉となっている。このような形状をなすことにより、燃焼器から流入する高温ガスはタービン翼の前縁部腹側で一旦後縁部方向と腹側に沿う方向とに分岐して剥離し、後縁部腹側で再付着する。そしてこの流れが剥離している領域（剥離領域 S）は、あたかも肉厚の翼形状があるかのような流れ場を実現する。

【0 0 2 2】

したがって、高温ガスの流れが剥離している区間では従来のような肉厚の翼形状は必要でなく、翼厚を従来より非常に薄くすることができ、これにより最大で約 5 0 % の軽量化が可能となる。そして、タービン翼が 5 0 % 軽量化できた場合、軽量化前と同じ遠心力がタービンディスクに作用するまでタービンの回転速度を上げることが可能であるとすれば、従来に比べてタービンの回転速度を 4 0 % 上げることが可能となり、タービンから取り出せる仕事も同じ割合で増加させることができる。

【0 0 2 3】

一方、同様にタービン翼の重量を 5 0 % 軽量化できた場合であって、回転速度を維持した場合は、タービン翼を支えるタービンディスクに作用する遠心力が半減するため、タービンディスクの重量も半減することが可能となる。これにより、タービンディスクを支えるシャフト、シャフトを支えるケースを軽量化することができる。

【0 0 2 4】

いずれにしても、一定のタービン仕事で考えると、航空エンジンの軽量化を大幅に図ることが可能となり、エンジンを支える航空機の構造重量もその数倍減少させることが可能となって、航空機積載総重量を増やすことが可能となるため、運航費の低減が図ることができる。

【0 0 2 5】

また、前縁部、腹側及び背側に前側フィルム冷却孔 7 a を設け、この前側フィ

フィルム冷却孔 7 a から吹き出される冷却空気によりフィルム冷却を行うと共に、翼 1 0 の腹側に設けられた前側フィルム冷却孔 7 a から吹き出される冷却空気の一部を連通孔 8 を通して翼 1 0 の腹側から背側に供給することにより、背側をフィルム冷却する。これにより、翼 1 0 全体をフィルム冷却することが可能となる。

【0 0 2 6】

図 2 は本発明の第 2 の実施形態における薄肉軽量冷却タービン翼の模式的断面図であり、翼 1 0 の前方を構成し、その内部に冷却空気を通す前翼部冷却空気流路 1 2 a とこの前翼部冷却空気流路 1 2 a に導入された冷却空気を翼 1 0 の背側と腹側に噴き出すための前側フィルム冷却孔 7 a とを有する前翼部 1 0 a と、翼 1 0 の後方を構成する後翼部 1 0 b と、前翼部と後翼部との間に位置し翼 1 0 の中間部を構成する中実構造の中翼部 1 0 c とから構成されている。後翼部 1 0 b は、その内部に冷却空気を通す後翼部冷却空気流路 1 2 b とこの後翼部冷却空気流路 1 2 b に導入された冷却空気を翼 1 0 の背側と腹側に噴き出すための後側フィルム冷却孔 7 b とを有している。中翼部は薄肉の中実構造となっており、翼 1 0 の腹側の前側フィルム冷却孔 7 a から吹き出された冷却空気の一部を翼 1 0 の腹側から背側に供給するための連通孔 8 が複数設けられている。翼 1 0 の腹側は背側に向かって凹部を形成している。

【0 0 2 7】

本実施形態は、前記第 1 の実施形態における薄肉軽量冷却タービン翼の後翼部 1 0 b に後翼部冷却空気流路 1 2 b を設けたものであり、このような構成によっても、燃焼器から流入する高温ガスはタービン翼の前縁部腹側で一旦後縁部方向と腹側に沿う方向とに分岐して剥離し、後縁部腹側で再付着する。そしてこの流れが剥離している領域（剥離領域 S）は、あたかも肉厚の翼形状があるかのような流れ場を実現する。そして、このような構成によれば、後縁部の冷却性能を向上させることができる。

【0 0 2 8】

この構成を採用した場合、タービン翼の軽量化という観点からは第 1 の実施形態におけるタービン翼よりも劣るものの、タービン翼の冷却性能という観点からは優れており、後縁部のフィルム冷却を十分に行うと共にタービン翼の軽量

化を図ることができる。

【0 0 2 9】

また、翼 1 0 の腹側に設けられた前側フィルム冷却孔 7 a から吹き出される冷却空気の一部を連通孔 8 を通して翼 1 0 の腹側から背側に供給することにより、背側をフィルム冷却する。これにより、翼 1 0 全体をフィルム冷却することが可能となる。

【0 0 3 0】

尚、本発明のタービン翼は、上述の図示例にのみ限定されるものではなく、本発明の要旨を逸脱しない範囲において種々変更を加え得ることは勿論である。

【0 0 3 1】

【発明の効果】

以上、説明したように本発明のタービン翼によれば、タービン翼の一部分ないし大部分を薄肉中実構造とすることができ、これによりタービン翼を軽量化し、タービンの回転速度を向上させることによりガスタービンの性能向上を図ることができる。

【図面の簡単な説明】

【図 1】

本発明によるタービン翼の第 1 の実施形態を示す模式的断面図である。

【図 2】

本発明によるタービン翼の第 2 の実施形態を示す模式的断面図である。

【図 3】

ターボジェットエンジンの模式的構成図である。

【図 4】

従来のタービン翼の模式的断面図である。

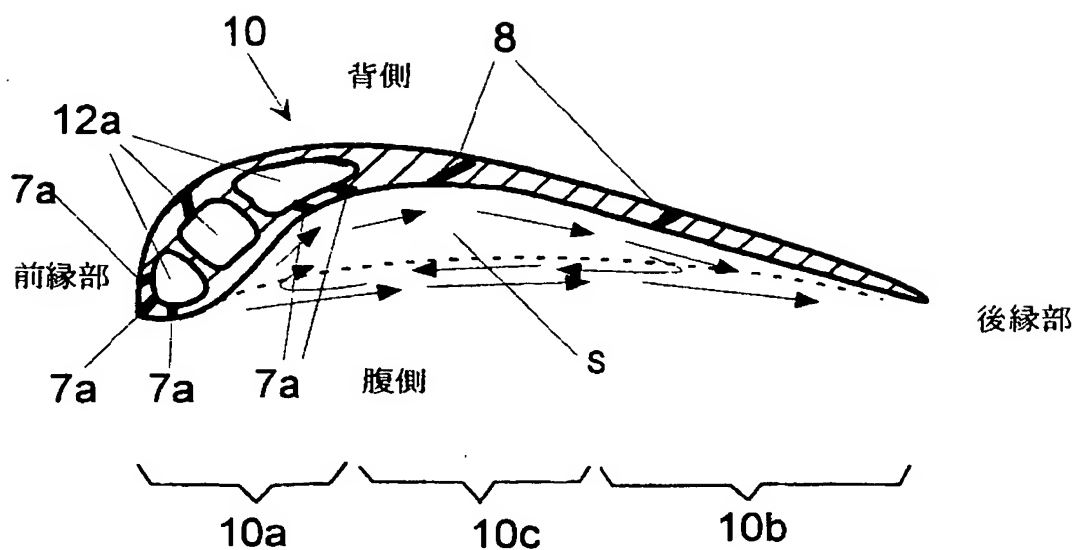
【符号の説明】

- 1 空気取入口
- 2 圧縮機
- 3 燃焼器
- 4 ガスタービン

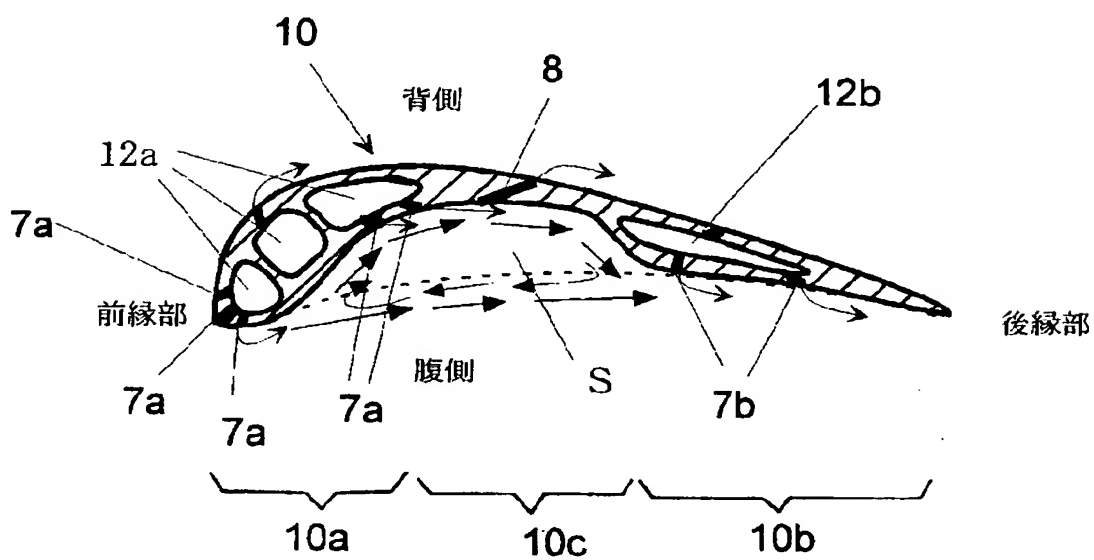
- 4 b タービン翼
- 5 アフターバーナ
- 6 ジェットノズル
- 7 a 前側フィルム冷却孔
- 7 b 後側フィルム冷却孔
- 8 連通孔
- 1 0 翼
- 1 0 a 前翼部
- 1 0 b 後翼部
- 1 0 c 中翼部
- 1 2 a 前翼部冷却空気流路
- 1 2 b 後翼部冷却空気流路
- S 剥離領域

【書類名】 図面

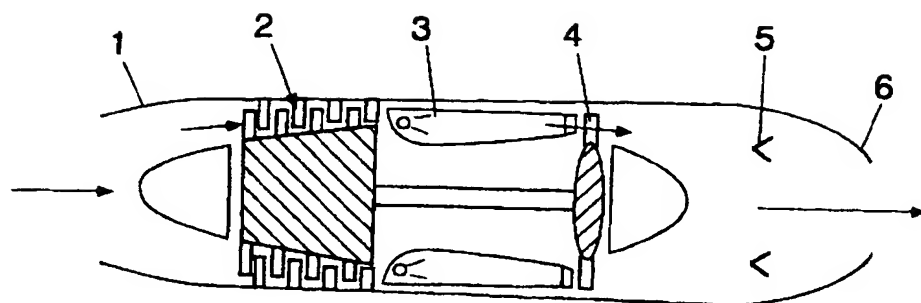
【図 1】



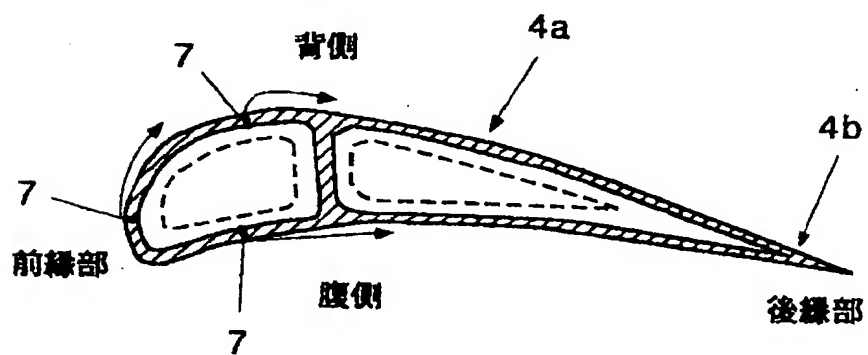
【図 2】



【図 3】



【図 4】



【書類名】 要約書

【要約】

【課題】 タービン翼を軽量化し、タービンの回転速度を向上させることによりガスタービンの性能向上を図ることができる薄肉軽量冷却タービン翼を提供する。

【解決手段】 翼10の前方を構成し、その内部に冷却空気を通す前翼部冷却空気流路12aと該前翼部冷却空気流路12aに導入された冷却空気を前記翼10の背側と腹側に噴き出すための前側フィルム冷却孔7aとを有する前翼部10aと、前記翼10の後方を構成する後翼部10bと、前記前翼部と後翼部との間に位置し前記翼10の中間部を構成する中実構造の中翼部10cとから構成され、該中翼部10cの腹側は背側に向かって凹部を形成し、前記翼10の腹側を流れる高温ガスが、前縁部で一旦後縁部方向と腹側に沿う方向とに分岐して剥離し、後縁部でこの剥離した高温ガスが再付着することにより、剥離領域Sを形成するようにした。

【選択図】 図1

特願 2 0 0 2 - 3 2 9 2 5 8

出 願 人 履 歴 情 報

識別番号

[0 0 0 0 0 0 0 9 9]

1 . 変更年月日

1 9 9 0 年 8 月 7 日

[変更理由]

新規登録

住 所

東京都千代田区大手町 2 丁目 2 番 1 号

氏 名

石川島播磨重工業株式会社